

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Domaine aviation

Rapport final no. 2159 du Service d'enquête suisse sur les accidents SESA

de l'accident de l'avion Dyn'Aero MCR-4S 2002, F-PEPU

survenu le 6 août 2009

au lieu-dit Sax, commune de Samedan/GR

Aéropôle 1, 1530 Payerne
Tel. +41 26 662 33 00, Fax +41 26 662 33 01
info@sust.admin.ch
www.sesa.admin.ch

Ursachen

Der Unfall ist auf eine Kollision mit dem Boden infolge einer unzweckmässigen Starttechnik zurückzuführen.

Möglicherweise zum Unfall beigetragen hat die verminderte Flugzeugleistung.

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Service d'enquête suisse sur les accidents (SESA) sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'art. 3.1 de la 10ème édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue allemande.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) qui au moment de l'accident correspondait à l'heure d'été de l'Europe centrale (CEST). La relation entre LT, CEST et l'heure universelle coordonnée (*universal time coordinated* – UTC) est:
LT = CEST = UTC + 2 h.

Rapport final

Type d'aéronef	Dyn'Aero MCR-4S 2002	F-PEPU
Exploitant	Communauté d'exploitants G.A. Gabus & M. Seiler Salismatte 1, CH-2558 Aegerten	
Propriétaire	Communauté d'exploitants G.A. Gabus & M. Seiler Salismatte 1, CH-2558 Aegerten	

Pilote	Citoyen suisse, né en 1967			
Licence	Pilote privé PPL(A), établie la première fois par l'OFAC le 2 juin 2006.			
Principales qualifications	SEP(land), valable jusqu'au 2 juin 2010			
Certificat médical	Classe 2, valable jusqu'au 28 juin 2011			
Heures de vol	**total** 359:41 h	**au cours des 90 derniers jours** 44:08 h		
	sur le type en cause 59:53 h	**au cours des 90 derniers jours** 44:08 h		

Lieu	Lieu-dit Sax, commune de Samedan/GR		
Coordonnées	WGS 84: N46°32'36“ E009°53'28“ Swissgrid: 788 087 /157 618	**Altitude**	1701 m/M
Date et heure	6 août 2009, 14 h 14 min		

Genre d'exploitation	VFR à titre privé
Phase de vol	Décollage
Genre d'accident	Collision avec le terrain

Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Légères	1	1	2	0
Aucune	0	0	0	Sans objet
Total	1	1	2	0

Dommages à l'aéronef	gravement endommagé
Dommages à des tiers	terrain pollué par le carburant

1 Renseignements de base

1.1 Faits antécédents

Le 1er août 2009, un des deux exploitants effectue le contrôle des 100 h de l'avion CR-4S 2002 immatriculé F-PEPU qui comptait 202:55 h TSN *(time since new)*. Le contrôle est fait conformément aux directives de DYN'AERO et de Rotax.

Le 2 août 2009, l'appareil est préparé en vue d'un long voyage, et avitaillé de 159 l de MOGAS 98, ce qui porte la quantité totale à 200 l.

Le 3 août 2009, le pilote, qui aura par la suite l'accident, décolle seul à bord de l'avion MCR-4S 2002, immatriculé F-PEPU, de l'aérodrome de Biel-Kappelen pour un vol à destination de la Côte. Il décolle l'après-midi du même jour avec un passager à bord du F-PEPU pour un vol de quatre jours à destination de Granges puis Kassel, Guettin-Ruegen, Cuxhaven-Nordholz, Helgoland-Düne, Westerland-Sylt, à nouveau Kassel, pour terminer à Samedan/GR.

Le vol dure au total 14:52 h avec huit atterrissages. Les réservoirs sont remplis à trois reprises d'AVGAS, soit 80 l à Kassel, 102 l à Helgoland-Düne et 50 l à Kassel.

L'atterrissage a lieu à Samedan le 6 août 2009 à 11 h 55 min. Selon le pilote, il reste encore 80 l de carburant dans les réservoirs après l'atterrissage.

1.2 Déroulement du vol

Ce même jour, après la pause de midi, le pilote remplit une annonce de vol mentionnant La Côte comme aérodrome de destination. Il indique une altitude - densité de 7600 ft AMSL (2316 m/M). Le 6 août 2009 à 14 h 12 min, le pilote du F-PEPU reçoit le message radio suivant de la tour de contrôle de Samedan : *„F-PU after departure report left hand downwind 03 wind 020 degree 8 knots line up and take off at own discretion runway 03."*

A 14 h 13 min, le pilote signale *„F-PU we have engine … failure fire … I have to look."*

Selon des témoins oculaires, l'avion décolle sur le premier tiers de la piste 03. Après avoir décollé, il vole à une hauteur évaluée entre 8 et 25 m avec une assiette de vol très cabrée et instable. Aux deux tiers de la piste 03 environ, l'avion commence à perdre de la hauteur. Immédiatement après la fin de piste 03, il perd encore de la hauteur. Il survole la digue sud de l'Inn, touche avec le train d'atterrissage principal et la partie inférieure du fuselage le sommet de la digue nord large de 4 m environ sur laquelle se trouve un chemin plat de 3 m de large. L'avion traverse ce chemin, tombe au bas du talus de 45° sur une prairie marécageuse, tourne de 120° environ à droite autour de son axe vertical et s'arrête. L'avion est gravement endommagé, les réservoirs sont arrachés sous l'effet du choc, laissant échapper leur contenu.

Les deux occupants peuvent soulever la verrière et quitter l'épave par leurs propres moyens. A l'aide d'une radio portative, le pilote annonce la situation au *flight information service officer* – FISO de Samedan. Parallèlement, des témoins oculaires signalent également l'accident. Les secours arrivent en quelques minutes. Le passager est hospitalisé, souffrant de douleurs dorsales, alors que le pilote est indemne.

L'avion est équipé d'un dispositif de sauvetage balistique (BRS). Afin d'éviter de déclencher inopinément le système de sauvetage pyrotechnique, il faut le désactiver avant de manipuler l'épave et de procéder à des opérations d'enquête.

A l'intérieur de l'épave ne se trouve aucune indication de désactivation de ce système. Sur l'étiquette collée sur la partie supérieure du fuselage se trouvent des directives pour prendre contact avec le fabriquant du système américain BRS. Les tentatives pour joindre ce fabriquant restent vaines.

Attendu que les réservoirs ont été abîmés lors de l'impact et que l'AVGAS s'en est échappé il y a des risques d'incendie et d'explosion. Aussi l'épave n'est évacuée que le lendemain.

1.3 Renseignements supplémentaires

Le pilote a expliqué ainsi son décollage pour le procès-verbal: „ „*Ich startete heute auf der Piste 03 nach 14:00 Uhr in Samedan und hob in der ersten Hälfte der Startbahn ab und flog mit wenig Steigung über der Startbahn um Geschwindigkeit zu gewinnen. Als ich beim Start Vollgas gab, bemerkte ich den üblichen Ruck der vom Turbo vom Motor stammt. Beim Start hatte ich Flaps auf Stellung 1. Als ich die nötige Geschwindigkeit erreicht habe, habe ich die Flaps eingefahren und ich habe die elektrische Zusatzpumpe abgestellt. Zu diesem Zeitpunkt war ich bereits etwa 200 - 300 Meter über dem Grund. Sehr kurz darauf hörte sich der Motor anders an als üblich. Zudem bemerkte ich, dass die Leistung abfällt und wie die Geschwindigkeit des Flugzeugs zurück gegangen ist. Ich schaute nach rechts zu den Sicherungen, ob die Sicherung für die Hauptpumpe noch drinnen ist und gleich darauf habe ich die elektrische Zusatzpumpe wieder eingeschaltet. Ich glaube gesehen zu haben, dass die RPM ganz am oberen, roten Anschlag war. Ich setzte sofort wieder Flaps 1 und drückte den Steuerknüppel nach vorne. Ich schaute nach unten und sah, dass ich bereits zu nah an das Pistenende kam. So habe ich mich entschieden geradeaus eine Notlandung durchzuführen um nicht in den Fluss zu geraten; dadurch zog ich wenig nach links und streifte den Damm des Flusses mit dem Fahrwerk.“*

Traduction: „J'ai décollé aujourd'hui après 14 h de la piste 03 de Samedan et quitté la piste dans sa première moitié, en prenant peu de hauteur afin de gagner de la vitesse. En donnant plein gaz au départ, j'ai senti la secousse habituelle qui provient du turbo du moteur. Au décollage, j'avais les flaps sur la position 1. Une fois que j'ai atteint la vitesse nécessaire, j'ai rentré les flaps et arrêté la pompe électrique auxiliaire. A ce moment-là, j'étais déjà entre 200 et 300 m au-dessus du sol. Peu après le moteur a émis un bruit inhabituel. De plus, j'ai constaté que la puissance chutait et que la vitesse baissait. J'ai regardé les fusibles à droite pour vérifier si celui de la pompe principale était encore rentré et j'ai tout de suite réenclenché la pompe électrique auxiliaire. Il me semble avoir vu que le compte-tours était au maximum, dans le rouge. J'ai remis immédiatement les flaps en position 1 et poussé le manche à balai vers l'avant. J'ai regardé vers le bas et constaté que j'étais déjà trop près du bout de la piste. C'est ainsi que je me suis décidé à effectuer un atterrissage forcé afin de ne pas terminer dans la rivière; ce faisant, j'ai viré légèrement vers la gauche et ai effleuré la digue avec le train d'atterrissage.“

Les témoins oculaires ont présenté le décollage de la manière suivante:

Témoin no 1, FISO, détenteur d'une licence de pilote et se trouvant alors dans la tour de contrôle de l'aérodrome: *"Subito dopo la rotazione che avviene all'incirca dopo 450-500 mt di pista (approssimativamente alla fine dell'Apron) ho notato una certa instabilità dell'aeromobile che è rimasto in assetto piuttosto cabrato senza riuscire a prendere quota, a mio avviso oscillava tra gli 8 e 12 mt Gnd per tutta la lunghezza della pista. Il pilota chiama la torre annunciando – Engine Failure Fire I have to look- dopo aver passato circa più di ¾ di pista concludendo perdendo ulteriormente quota dalla threshold 21, andando a schiantarsi con il carrello principale sull'argine esterno del fiume e scomparendo dalla mia visuale.*

Aggiungo infine che avendo notato subito la difficoltà dell'aeromobile sono rimasto ad osservarlo con il binocolo per tutto il tempo".

Traduction: „Immédiatement après le virage qui est intervenu vers 450 - 500 m environ (approximativement à la fin de l'Apron), j'ai constaté une certaine instabilité de l'avion qui est resté en position plutôt cabrée sans réussir à prendre de la hauteur; selon moi, il oscillait entre 8 et 12 m au-dessus du sol tout au long de la piste. Aux trois quarts de la piste environ, le pilote a appelé la tour signalant: « *Engine Failure Fire I have to look «*. Finalement, l'avion a perdu encore plus de hauteur à partir du seuil 21, heurtant avec le train d'atterrissage principal le bord extérieur de la digue avant de disparaître de ma vue. J'ajoute que j'ai immédiatement constaté les difficultés de l'avion et que je l'ai observé tout le temps avec les jumelles."

Témoin no 2, ancien pilote privé et de vol à voile qui se trouvait au nord du terrain de camping, à environ 170 m à droite de l'axe de la piste 03, soit à la hauteur de la fin de la piste: *„Die Geschwindigkeit war zu tief. Ich schätze die Höhe betrug 8 – 10 Meter. Gegen den letzten 2/3 der Piste hat die Höhe gehalten, aber keinen Höhengewinn mehr. … Ich habe das Flugzeug verfolgt, weil ich eine Katastrophe kommen sah."*

Traduction: „La vitesse était trop basse. J'évalue la hauteur entre 8 et 10 m. Vers le deuxième tiers de la piste, l'appareil a réussi à conserver sa hauteur mais n'a pu en gagner davantage. … J'ai suivi l'appareil des yeux parce que je voyais venir la catastrophe."

Témoin no 3, détenteur d'une licence de pilote, qui se trouvait dans le hangar 3: *„Erblickte das Flugzeug in ca. 2 m Höhe nach dem Abheben. Beobachtete keine Phase eines Nachdrückens und Aufholen von Geschwindigkeit. Gleichmässiges langsames Steigen. Steigen war eher falsch. Nach ca. 15 sec. abrupter Abbruch vom Steigflug in etwa 25 m Höhe, Übergang in Horizontalfluglage ausgestellt. Schwankender Flug in Pistenachse für 5-6 sec. Ohne nennenswerten Höhenverlust, eher überzogener Flugzustand (eierte unruhig herum wie etwa feuille morte im Kunstflug) in dieser Phase von 5-6 sec. konnte kein Nachdrücken beobachtet werden. Anschliessend Übergang in Steigflug mit leichter Kursänderung Richtung Nord."*

Traduction: „J'ai aperçu l'avion à une hauteur d'environ 2 m après qu'il ait décollé. Je n'ai pas remarqué de phase durant laquelle le manche aurait été poussé et d'un gain de vitesse. Montée régulière et lente, la montée était plutôt faible. Après environ 15 sec interruption abrupte du vol ascensionnel à environ 25 m de hauteur, passage en situation de vol horizontal. Vol oscillant dans l'axe de la piste pendant 5 à 6 sec. Sans perte de hauteur perceptible, situation de vol très cabré et oscillant (virevoltant comme une feuille morte) durant cette phase de 5-6 sec sans que l'on puisse observer de poussée vers l'avant du manche à balai. Finalement passage en vol ascensionnel avec un léger changement de cap en direction du nord."

1.4 Conditions météorologiques

1.4.1 Généralités

Les informations contenues dans les chap. 1.4.2 à 1.4.4 ont été fournies par MétéoSuisse.

1.4.2 Situation météorologique générale

Die Schweiz lag am Südrand eines Hochs über Skandinavien mit einer schwachen Druckverteilung über Mitteleuropa. Dies sorgte für annähernd wolkenlose Verhältnisse mit guter Sicht und hochsommerlichen Temperaturen.

Traduction: La Suisse se trouvait en bordure sud d'une haute pression située sur la Scandinavie avec une répartition faible de la pression sur l'Europe centrale. Ceci a eu comme conséquence des conditions pratiquement sans nuage avec une bonne visibilité et des températures estivales.

1.4.3 Valeurs mesurées et observées

Réseau de mesures automatiques (ANETZ / ENET / SwissMetNet – SMN) à 12:15 UTC

SMN au seuil de la piste:	*Direction du vent*	*Vitesse du vent*	*Pointes de vent*
RWY03, 10'-moyen	*360 (330V70)*	*08 kt*	*16 kt*
RWY21, 2'-moyen	*320 (290V350)*	*08 kt*	*14 kt*
RWY21, 10'-moyen	*320 (280V360)*	*08 kt*	*16 kt*

1.4.4 Situation météorologique à l'heure de l'accident sur l'aérodrome de Samedan

(Traduction par la red.)

Nébulosité	*1/8 Cu à 8000 ft AGL (13 606 ft AMSL)*
Visibilité	*environ 45 km*
Vent	*Seuil de piste RWY 21: vent de 320° à 8 kt, variable entre 280 et 360°, pointes jusqu'à 6 kt* *Seuil de piste RWY 03: vent de 360° à 8 kt, variable entre 330 et 070°, pointes jusqu'à 16 kt*
Température/Point de rosée:	*23 °C / 03 °C (température ISA Samedan: 3.8 °C)*
Pression atmosphérique	*QNH LSZS 1022 hPa, LSZH 1018 hPa, QNH LSZA 1016 hPa*
Azimut du soleil	*Azimut: 244° élévation: 44°*
DANGERS	*Vent variable du nord nord-ouest avec des rafales isolées jusqu'à 16 kt et températures élevées.*

1.4.5 Informations météorologiques d'aérodrome

Au moment du décollage, l'information suivante était diffusée par l'ATIS:

Information GOLF: „Runway in use 03 – Met Report Samedan 1120 – Wind 030 degrees 7 kt – CAVOK – Temperature 22 – Dew Point 03 – QNH 1023 – Caution Glider activity – Density altitude 7500".

1.4.6 Conditions météorologiques selon témoins

Un témoin, ancien pilote privé et de vol à voile, a décrit la situation météorologique de la façon suivante : *„ … Ich vermute, der Pilot ist in ein Lee geraten. Das ist den Segelfliegern bekannt, dass es dort ein Lee hat bei dieser Windrichtung ... Schwacher Wind aus Richtung 10 Uhr, aus Sicht des Piloten. Nordwest bis Nordnordwest. Schwach aber spürbar".*

Traduction: „ … Je suppose que le pilote est entré dans une descendance. Les pilotes de planeur savent qu'avec cette direction de vent il y a à cet endroit des descendances ... Vent faible provenant de 10 h, selon le pilote. Nord-ouest à nord nord-ouest. Faible mais perceptible".

1.5 Renseignements sur le pilote

Le pilote a débuté sa formation aéronautique le 3 juin 2005. Comme élève, il a atterri sur de nombreux aérodromes en Suisse et en France. Le 17 août et le 22 septembre 2005, il a atterri en doubles commandes avec son instructeur à Samedan. A ces dates, il avait respectivement 26:11 h et 54:03 h de vol à son actif et n'avait pas encore volé en solo. Le 26 octobre 2008, il a de nouveau atterri à Samedan, mais le décollage a été exécuté par un autre pilote. De ce fait, le jour de l'accident, le pilote décollait de Samedan pour la première fois sans instructeur.

L'examen pratique pour l'obtention de la licence de pilote privé avec une qualification de classe SEP *(single engine piston land)* a eu lieu le 2 juin 2006 après un temps de formation de 108:41 h. La formation a été faite en majorité sur FFA AS-202/15 Bravo. Depuis l'examen pratique le 2 juin 2006, jusqu'au jour de l'accident, le pilote a volé 251:00 h dont 27:01 h sur un Ecolight Eurostar EV 97, 44:28 h sur un MCR-01 et 59:53 h sur un MCR-4S.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Aéronef

Type	Dyn'Aero MCR-4S 2002
Caractéristiques	Monoplan monomoteur quadriplace (kit de classe 2) de construction mixte, structure en carbone, train d'atterrissage fixe avec roue de proue.
Constructeur	Construction en kit sur la base des instructions de Dyn'Aero SA, Darois (France)
Immatriculation	F-PEPU
Numéro de série et année de construction	100 - 2008
Certificat de navigabilité	Certificat de navigabilité spécial d'aéronef en kit Cl. 2, établi par la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC) le 21 octobre 2008 en France. Annexe au certificat de navigabilité spécial d'aéronef en kit Cl. 2, annoté avec la restriction suivante: *„Attention. Cet aéronef ne répond pas aux conditions de délivrance du certificat de navigabilité normal et n'a pas été réalisé dans un cadre industriel agréé par le ministre chargé de l'aviation civile. Son utilisation contre rémunération est interdite“.*
Certificat d'immatriculation	Certificat d'immatriculation restreint, établi par la DGAC le 27 octobre 2008.
Domaine d'utilisation	VFR privé, de jour
Equipement	*Electronic Flight Information Systems* (EFIS) Dynon Avionics FlightDEK-D180 Transponder Filser Electronic TRT800 VHF/COM Filser Electronic ATR833
Heures d'exploitation	217:59 h

	Système de sauvetage	L'appareil était équipé d'un système *BALLISTIC RECOVERY SYSTEM* BRS.
	Emetteur de secours	Pas équipé
	Masse et centrage	La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites par le manuel de vol.
1.6.2	Moteur	
	Constructeur	Bombardier Rotax GmbH & Co. KG, Gunskirchen (A)
	Type	Rotax 914 F3, à 4 cylindres opposés Boxer et 4 temps, avec un compresseur de suralimentation contrôlé électriquement (TCU), arbre à cames central, têtes de cylindres refroidies au liquide, cylindres refroidis à l'air, réducteur intégré, rapport 2.43/1. Puissance maximale (5 minutes) 115 PS (84.5 kW) à 5800 tours/minute Puissance maximale continue 100 PS (73.5 kW) à 5500 tours/minute
	Numéro de série et année de construction	4.420.772 - 2007
1.6.3	Hélice	
	Constructeur	Dyn'Aero SA, Darois (France)
	Type	Hélice à pas variable à trois pales en matériau composite, Type MKIHE1300.
	Numéro de série et année de construction	PV3/08/0046 – 2008
	Constructeur du régulateur de l'hélice	Jihostroj, a.s.Velesin (République Tchèque)
	Type	P-110-030/A
	Numéro de série	081004

1.6.4 Carburant

Le moteur ROTAX 914 a été développé pour utiliser du MOGAS mais peut aussi fonctionner avec de l'AVGAS. Le mode d'emploi du *ROTAX* 914 donne les indications suivantes: *"The following Fuel can be used: min. ROZ 95 – EN 228 Super – EN 228 Super Plus – AVGAS 100 LL – Due to the higher lead content in AVGAS, the wear of the valve sets, the deposits in combustion chamber and lead sediments in the lubrication system will increase. Therefore, use AVGAS only if you encounter problems with vapour lock or if the other fuel types are not available."*

Concernant l'utilisation d'AVGAS, le document *SI-914-019* R2 de ROTAX recommande: *„When operating primarily on leaded AVGAS fuel, we recommend to make a change of engine oil every 25 operating hours."*

1.6.5 Entretien

Le propriétaire et exploitant a acheté l'avion en kit et l'a terminé lui-même. Le premier vol a eu lieu le 26 septembre 2008 à Dijon/Darois (France).

L'exploitant entretenait lui-même son avion.

Le dernier contrôle annuel des 100 h et de la cellule, du moteur et de l'hélice a été fait le 1er août 2009 à 202:55 h, soit 15:05 h avant l'accident.

Entre le 1er janvier 2009 et le jour de l'accident, le MCR-4S 2202 F-PEPU a volé 132:57 h.

Le carnet de route ne mentionnait aucune restriction technique, ni défaut qui auraient pu influencer le vol de l'accident.

1.7 Indications concernant le système de sauvetage balistique

L'avion était équipé d'un système de sauvetage de l'entreprise *Ballistic Recovery Systems, Inc.* BRS. Celui-ci se compose d'un parachute qui est éjecté par une fusée d'extraction (roquette) pyrotechnique actionnée par le pilote. Après l'ouverture du parachute l'avion descend suspendu à celui-ci jusqu'au sol.

Après un accident, lorsque le système de sauvetage n'a pas été utilisé, il y a risque la roquette soit actionnée inopinément. Il faut donc désactiver le système avant de dégager les occupants, au plus tard avant la récupération de l'épave.



Fig. 1: Autocollant

La récupération de l'épave a été compliquée par le fait qu'il l'on ne disposait d'aucune indication sur la façon de désactiver le système de sauvetage.

Sur la partie supérieure du fuselage, à l'arrière de la cabine, était apposé un autocollant sur lequel était mentionné *„Danger, Explosive Egress“* ainsi que deux numéros de téléphone (v. Fig.1). Il n'a pas été possible d'atteindre quelqu'un aux USA à l'aide de ces deux numéros de téléphone.

1.8 Renseignements sur l'aéroport

L'aéroport de Samedan est situé à 5 km au nord-est de St-Moritz. L'altitude de référence de l'aéroport est de 1707 m/5601 ft AMSL et la température de référence est de 17.8°C. Il s'agit du plus haut aéroport d'Europe. Le point de référence de l'aéroport (*airport reference point* – ARP) a les coordonnées 46° 32' 04'' N / 009° 53' 02'' E.

Au moment de l'accident, l'altitude - densité était de 7500 ft (2286 m) et la température de l'air de 23°C.

Cet aéroport, qui est au bénéfice d'une concession fédérale d'exploitation, sert au trafic aérien public et est ouvert toute l'année à des avions de toutes les catégories jusqu'aux jets de moyen tonnage.

Les atterrissages sur l'aéroport de Samedan s'effectuent uniquement selon les règles de vol à vue (VFR). Les pistes ont les dimensions suivantes:

Désignation des pistes	Dimensions	Altitude des seuils des pistes
03/21	1800 x 40 m	5601/5575 ft AMSL (1707/1699 m/M)

Au moment de l'accident, la piste 03 était en usage sans restriction.

Dans le VFR *manual* Suisse, aéroport de Samedan, figure la remarque suivante: *„AD im Gebirge. Einweisungsflug empfohlen* (traduction: aérodrome de montagne; vol d'initiation recommandé).“

1.9 Renseignements sur l'impact et sur l'épave

1.9.1 L'impact

L'avion a heurté la digue nord de l'Inn, environ 215 m après la fin de la piste 03 et à environ 20 m à gauche de l'axe de cette piste. Après avoir touché la digue avec le train d'atterrissage et la partie inférieure du fuselage, l'appareil est tombé sur une prairie marécageuse qui se trouvait à l'arrière de la digue. De ce fait le choc a été atténué.

1.9.2 L'épave



Fig. 2: Épave et direction de vol

Les constatations suivantes ont été faites sur l'épave:

Il y avait une large déchirure du fuselage à la hauteur des sièges arrières et une autre à la hauteur du gouvernail de direction. La partie inférieure des deux ailes était arrachée de même que les volets de courbure. Lors de l'impact le train d'atterrissage a été arraché. Les trois pales de l'hélice étaient rompues et le genre de rupture des pales en carbone permet de conclure qu'au moment de l'accident le moteur fournissait de la puissance.

Le pilote et le passager s'étaient tous deux attachés avec leur ceinture de sécurité trois points qui ont résisté aux contraintes.

Après l'impact le pilote déclare avoir actionné différents interrupteurs et leviers. Il n'a donc plus été possible de constater dans quelle position ceux-ci se trouvaient juste avant le choc.

Un examen visuel des raccords de la gouverne de direction, des tringleries de direction, des guignols de commande, des câbles de transmission et des tendeurs ainsi que des poulies de guidage n'a fourni aucun indice de défaut préalable.

1.10 Enquête technique

Les documents mis à disposition des enquêteurs n'étaient pas complets. De ce fait les vérifications techniques ne sont pas complètes.

1.10.1 Contrôle des documents

Le contrôle des documents techniques a montré que le moteur Rotax 914 F3 S/N 4.420.772, certifié selon FAR 33, avait été monté neuf dans le F-PEPU. Ce moteur a été inscrit par la DGAC dans les documents comme étant de type 914 UL. Ce type n'est pas certifié et peut être monté uniquement sur des avions de la catégorie expérimentale, respectivement de la catégorie équivalente en France.

Par la suite il est apparu que le moteur monté sur le F-PEPU était un Rotax 914 F3, c.à.d. le moteur certifié (v. 1.10.2).

1.10.2 Contrôle du moteur

L'examen du moteur après l'accident n'a révélé aucune défectuosité ayant pu contribuer ou provoquer l'accident. Tous les raccords de commande du moteur étaient correctement connectés au carburateur et aux autres systèmes. Il n'a pas été trouvé d'impureté sur le bouchon magnétique *magnetic plug*. Le turbocompresseur et la valve de surpression des gaz d'échappement (*wastegate flap*) fonctionnaient normalement. Le système d'allumage et toutes les bougies ont été contrôlés et trouvés en état de fonctionnement. Aucun corps étranger ne se trouvait dans le filtre à air. Le filtre principal du carburant était propre et sans résidus.

Etant donné que le pilote a signalé juste avant l'impact qu'il avait un problème avec le moteur, celui-ci a été démonté, examiné et testé. Le rapport d'examen correspondant donne notamment les informations suivantes:

„Es konnte anhand der durchgeführten Untersuchungen und den Motorprüfläufen keine Ursache für einen eventuellen Leistungsverlust des Motors festgestellt werden. Der Motor brachte bei allen Prüfstandsläufen die volle Leistung und erreichte alle Sollvorgaben des Motorenherstellers.

Weiter wurden die beiden elektrischen Kraftstoffpumpen auf korrekte Funktion und ausreichender Pumpleistung (jeweils einzeln und in Kombination) überprüft und auch hier konnte keine Fehlfunktion festgestellt werden.

Anmerkung!

Der Motor wurde in unserem Hause mit MOGAS 95 Oktan auf dem Motorprüfstand betrieben. Eine Einschränkung bzw. Minderung der Motorleistung durch den Betrieb mit AVGAS 100 LL ist uns bis heute nicht bekannt. Weiter wurde festgestellt, dass im Motorlogbuch dieser Motor mit S/N 4.420.772 als 914 UL (nicht zertifiziert) eingetragen wurde.. Tatsächlich handelt es sich jedoch bei diesem Motor um einen zertifizierten Flugmotor der Type ROTAX 914 F3!“

1.10.3 Contrôle du régulateur de l’hélice

Vu de l’extérieur le régulateur de l’hélice n’était pas endommagé.

Lors d’un montage le levier du régulateur a été déplacé d’une dent (Fig. 3). On n’a pas pu établir quand cette opération a été effectuée.

Lors de l’essai au banc des différences considérables ont pu être constatées entre les valeurs de consigne du réglage du régime maximum définies dans les spécifications par le constructeur et les valeurs atteintes.

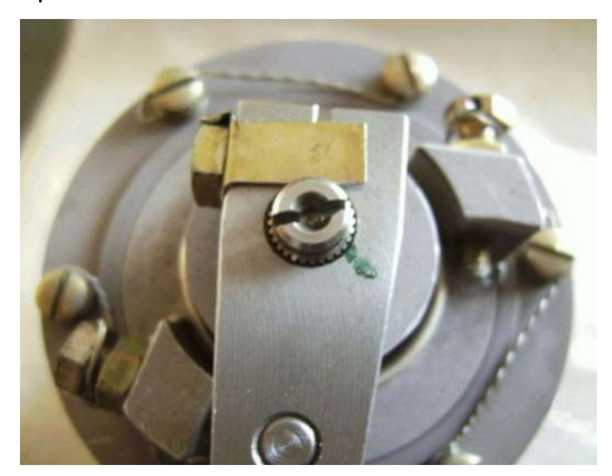


Fig. 3: levier du régulateur et arbre de réglage

Prüfung	Soll	Eingang	Drehzahl umgerechnet
Vordruck	3,44 ± 0,3 bar	3,44 bar	
Prüflauf Öltemperatur	60°C ± 5°C	60°C	
Öldruck 2400 1/min, 3.5 bar Vordruck	22 - 23,5 bar	22,5 bar	
Drehzahl max. 1/min	3148 ± 10 1/min	3033 1/min	5616 1/min
Hysterese max	30 1/min	25 1/min	
Gesamthebelweg	90°± 5°	76°	
Drehzahl minimal	2175 1/min	2175 1/min	
Hebelweg zw. 3148 und 2350 1/min	65 ± 10°	59°	
Pumpenleistung bei 2400 1/min	Min 6,5 ltr/min	9,1 ltr/min	
Innere Leckage bei 2400 1/min	0,475 ltr/min	0,42 ltr/min	
Hebelstellung bei max. Drehzahl	315 ± 5°	315°	

La plage de réglage du levier ne correspondait pas à celle donnée dans les spécifications du constructeur. La diminution de la plage de réglage du levier n’a pas influencé le fait que le régime maximum n’a pas été atteint.

Pour atteindre le régime maximum il fallait régler la position du levier ainsi que les autres points de réglage aux valeurs définies par le constructeur.

1.11 Procédure de décollage

Selon les instructions du constructeur, la procédure de décollage correcte pour le MCR-4S est la suivante:

„Sur le MCR 4S, et compte tenu de l'efficacité importante des volets, il convient de rentrer ceux-ci à une vitesse proche de la Vmo (165/170 km/h) comme le stipule le manuel de vol. Dans la mesure où l'on rentre les volets à une vitesse plus faible (et particulièrement en dessous de 140 km/h), l'incidence de l'aéronef va augmenter rapidement, et celui-ci s'enfonce. L'incidence va se rapprocher de l'incidence de décrochage, et l'aéronef passera au second régime si le pilote ne rend pas la main. Or, de la part de la configuration spécifique des volets en position décollage, il n'est pas possible d'avoir une incidence élevée avec les volets en position décollage, tout au plus 11°, qui correspond au touché de la quille et des roues principales. En effet, ces volets sur les ¾ de l'envergure augmentent d'une manière significative le Cx max de l'appareil (de 1.5 à 2.1) mais avec un fort Czo (portance à incidence nulle) et diminuent l'incidence de décrochage."

Dans le manuel du vol du MCR- 4S, au chap. 5.4.7, la procédure de décollage est décrite ainsi:

- Vitesse de décollage... 100 km/h
- Vitesse de montée initiale Vx.................................... 140 km/h
- Après franchissement des obstacles Vy .... 170 km/h
- Régime (régulation hélice).. 5 500 tr/mn
- Pompe électrique à 300 ft/sol……............................. coupée
- Instruments moteur... vérifiés
- Panneau d'alarme.. éteint
- Volets .... rentrés

Dans le *Programme de vérification MCR 4S* au chap. 3.8, des vitesses de décrochage sont indiquées:

Vitesses de décrochage à la masse max MTOM ± 2 km/h:

Volets 0°: Vi 112 km/h (61 kt)
Volets 17°: Vi 94 km/h (51 kt)
Volets 30°: Vi 87 km/h (47 kt)

L'avion était équipé du système d'information de vol électronique (EFIS) Dynon Avionics FlightDEK-D180. Il a été possible de consulter puis d'analyser les données enregistrées lors du décollage concerné.

GPS zulu time	EMS rpm	EFIS pitch	EFIS roll	GPS2 grnd track	EFIS heading	EFIS turn rate	GPS2 grnd speed	EFIS airs-peed	EFIS altitude	EFIS vert speed
12:12:58	5693	-0.75	0.250	350.25	20.125	13.000	12.5000	0.00	5616	46
12:13:08	5660	-0.50	-0.250	28.000	25.625	0.875	37.6250	36.00	5615	-50
12:13:18	5675	1.25	3.125	28.750	28.375	0.250	53.8750	52.75	5616	-65
12:13:28	5664	2.25	4.500	24.250	27.500	-1.000	62.5000	59.00	5613	153
12:13:38	5636	3.75	4.500	29.750	30.250	-1.125	59.0000	57.25	5641	96
12:13:48	5623	4.50	9.750	30.625	36.375	3.000	56.3125	56.50	5646	-85
12:13:58	5467	13.50	8.000	16.000	11.625	-0.125	53.3125	49.75	5637	-72
12:14:08	5265	9.75	1.375	32.625	19.875	1.125	50.8750	46.00	5636	-162
12:14:13	1933	27.00	-2.625	27.125	17.125	18.000	51.0000	40.00	5629	-42
12:14:14	1933	-16.75	-52.125	27.125	276.750	35.375	49.1875	0.00	5612	-516

La piste 03 a une altitude de référence de 5601 ft (1707 m) à son début et de 5575 ft (1699 m) à sa fin. La hauteur maximale a donc été atteinte à 12:13:48 h et on l'estime entre 50 ft (15 m) et 65 ft (20 m), (cf. annexe 1).

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Moteur

Entre le dernier contrôle des 100 h et l'accident, l'avion avait volé 15 heures et 4 min.

L'examen du moteur et de ses composants sur le banc d'essais ainsi que le contrôle de fonctionnement des deux pompes électriques à carburant n'ont révélé aucune défectuosité ayant pu contribuer ou provoquer l'accident

Les enregistrements du système *Dynon Avionics FlightDEK-D180* indiquent que jusqu'à l'instant de l'augmentation de l'angle d'incidence *(pitch)*, soit à 12:13:58 UTC, le régime du moteur n'a pas diminué. Par la suite le pilote a probablement réduit la puissance en vue de l'atterrissage d'urgence.

2.1.2 Régulateur de l'hélice

L'examen du régulateur de l'hélice a démontré que le régime maximum de 5800 t/min donné par le constructeur ne pouvait pas être atteint. Au banc d'essais seul un régime de 3033 t/min a pu être atteint par le régulateur de l'hélice, ce qui correspond à un régime du moteur d'environ 5616 t/min, ce qui a comme conséquence une diminution de la puissance maximum du moteur.

Les 55 derniers décollages ont été effectués par trois pilotes différents, dont 24 par le pilote accidenté. L'analyse de ces 55 décollages démontre que le régime moyen atteint lors des décollages était de 5665 t/min. Aucun de ces pilotes n'a ni notifié ni inscrit cette puissance diminuée. Il faut admettre que ces pilotes étaient habitués à cette puissance.

La puissance diminuée s'est sans aucun doute répercutée sur l'accélération pendant le décollage à Samedan.

2.1.3 Système de sauvetage

Le système de sauvetage BRS *(Ballistic Recovery Systems, Inc)* peut être fatal aux occupants d'un avion après un accident.

Le fait qu'un système de sauvetage peut être déclenché et provoquer un incendie ou même une explosion lors de la manipulation de l'épave après un accident, voire lors de l'évacuation des occupants, représente un risque inacceptable.

Ce n'est pas non plus une solution de devoir attendre des spécialistes des USA avant de pourvoir s'approcher d'un avion accidenté.

2.2 Aspects opérationnels et humains

Durant sa formation, le pilote s'est rendu à deux reprises à Samedan en 2005, en double commande, avec son instructeur. Aussi le jour de l'accident, le pilote décollait de Samedan pour la première fois sans instructeur. Il avait effectué les deux décollages précédents pendant sa formation de base alors qu'il devait se concentrer sur la conduite de l'avion.

Les données EFIS (chap. 1.11) montrent que l'angle de cabrage (*pitch*) de l'avion a passé de 4.50 degrés à 13.50 degrés lorsque la hauteur maximale de 65 ft (env. 20 m) environ au-dessus de la piste 03 était atteinte. Ceci peut coïncider avec l'instant où le pilote a indiqué avoir rentré les flaps. Cela signifie que les volets de courbure ont très probablement été rentrés entre 12:13:38 UTC et

12:13:58 UTC. Les données EFIS indiquent une vitesse de 57 kt (105 km/h) à 12:13:48 UTC.

Les données EFIS concernant la hauteur et les variations de l'angle de cabrage concordent parfaitement avec les versions des témoins.

Le constructeur explique (chap. 1.11) qu'une vitesse aussi basse est insuffisante et que l'avion se cabre trop. Pour augmenter la vitesse il faut pousser le manche. Or, en poussant le manche, on perd à nouveau de la hauteur.

Ce jour-là, l'altitude - densité était de 7500 ft à Samedan. Avec une telle altitude - densité, les effets d'une rentrée de volets à une vitesse trop basse sont bien plus conséquents.

A des fins de comparaison, les vols que le pilote avait effectués les jours précédents ont été analysés. Les données concernant le moteur étaient tout à fait identiques. En revanche, les vitesses indiquées aux décollages étaient nettement plus élevées. A des vitesses plus élevées, l'augmentation de l'angle de cabrage est moins importante lors de la rentrée des volets de courbure. De ce fait il n'a pas été possible de déterminer le moment précis de la rentrée des volets.

La technique de décollage utilisée par le pilote ne correspondait pas à celle décrite dans le manuel du vol. Les volets de courbure ont été rentrés à une vitesse insuffisante. Le pilote n'a apparemment pas perçu une accélération diminuée (v. chap. 1.3 protocole du pilote) et a rentré les volets trop tôt.

Selon des pilotes de planeurs, qui connaissent les conditions météorologiques locales, une telle situation météorologique entraîne un faible vent descendant dans la dernière partie de la piste 03.

Le pilote a rentré les volets de courbure à une vitesse insuffisante au moment où l'avion pénétrait dans la zone de vent descendant. Dans un contexte de vol aussi critique, et avec de telles conditions météorologiques, l'avion n'était plus en mesure de s'élever davantage.

Les informations météorologiques donnaient un vent variable entre 8 et 16 kt de 360° au début de la piste 03 et 8 à 16 kt de 320° à la fin de la piste. Cela signifie que les composants de vent contraire ont baissé durant le survol de la piste de 7 à 14 kt à environ 2,5 à 5 kt.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'avion était admis aux vols VFR de jour.
- L'aéronef F-PEPU disposait d'un certificat de navigabilité spécial pour avions construits en kit de classe 2, établi le 21 octobre 2008 par la DGAC.
- Au décollage, les réservoirs contenaient encore quelque 80 l de carburant.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient au moment de l'accident dans les limites prescrites dans le manuel de vol de l'aéronef.
- L'enquête n'a pas mis en évidence de dysfonctionnements techniques préalables susceptibles d'avoir contribué à l'accident.
- Lors d’un montage, le levier du régulateur du pas de l’hélice a été décalé d’une dent.
- Le régime maximum défini par le constructeur du régulateur ne pouvait pas être atteint.
- L’avion n’était pas équipé d’un émetteur de secours (ELBA).
- Le dernier contrôle des 100 h avait été effectué le 1er août 2009.
- L'avion était équipé d'un dispositif de sauvetage balistique (BRS).

3.1.2 Equipage

- Les documents fournis indiquent que le pilote était titulaire d’une licence adéquate.
- Aucun élément n’indique qu’il ait été affecté dans son état de santé lors de l’accident.
- Le jour de l'accident, le pilote décollait pour la première fois sans instructeur de Samedan.
- La vitesse maximale atteinte et enregistrée au décollage se montait à 59 kt, soit 109 km/h.
- Les procédures de décollage décrites dans le manuel de vol de l’avion n’ont pas été respectées.
- Les volets de courbure ont été rentrés pendant la phase de décollage à une vitesse insuffisante.

3.1.3 Conditions cadres

- A Samedan, l’altitude de référence du début de la piste 03 est de 5601 ft (1707 m) celle de sa fin à 5575 ft (1699 m).
- Le jour de l'accident, la température était de 23°C (température ISA 3,8 °C), c.à.d. l’altitude - densité était de 7500 ft.
- L'ATIS de Samedan diffusait les informations sur les conditions météorologiques régnantes, y compris l’altitude - densité.
- Les composantes de vent arrière diminuaient le long de la piste 03.
- A l’intérieur de l’épave, aucune indication n’a été trouvée concernant la désactivation du BRS. L’épave n’a pu être évacuée que le lendemain.

3.2 Causes

L'accident est dû à une collision avec le terrain consécutive à l’utilisation d'une procédure de décollage inadéquate.

Les performances diminuées de l’avion ont probablement contribué à l’accident.

4 Recommandations de sécurité et mesures prises après l'accident

Au cours de cette enquête, aucune recommandation de sécurité n'a été formulée. Cet accident a, ensemble avec d'autres accidents, conduit à une enquête approfondie sur les dangers imputables aux systèmes de sauvetage par parachute balistique non déclenchés lors d'un accident. Les résultats de cette enquête, liés à des recommandations de sécurité appropriées, ont été publiés dans un rapport supplémentaire.

Payerne, 19 décembre 2012 Service d'enquête suisse sur les accidents

Ce rapport final a été approuvé par la direction du Service d'enquête suisse sur les accidents SESA (art. 3 al. 4g de l'Ordonnance sur l'organisation du Service d'enquête suisse sur les accidents du 23 mars 2011).

Berne, 12 avril 2013

Annexe 1: Déroulement du vol sur la base des données EFIS (heures UTC)

